

文章编号: 0258-1825(2009)增刊-0040-06

高焓流动重要基础问题研究进展

林贞彬¹, 廖光¹, 林建民¹, 郭大华¹, 曾明², 蒙泽佳¹, 李维东¹

(1. 中科院力学研究所高温气体动力学实验室, 北京市北四环西路15号 100190;

2. 国防科技大学航天与材料工程学院, 湖南 长沙, 410073)

摘要: 本文报道了我们在爆轰驱动高焓激波风洞中开展的测试工作的进展。试验气流有两种典型的状态。分别对应流动速度 5km/s 与 4km/s。这里主要说明在气动热、气动力、红外辐射、电离特性、化学组分等物理量测量方法上, 我们所做的努力以及所得到部分典型的结果。

关键词: 高焓激波风洞; 爆轰驱动; 再入大气层; 高温真实气体效应; 高超声速流动

中国分类号: V211.7

文献标识码: A

0 引言

航空航天事业的蓬勃发展对空气动力学的实验工作提出了越来越高的要求。随着飞行器再入大气的速度不断提高, 高温真实气体效应成为重要的研究课题。爆轰驱动激波风洞作为重要地面模拟设备之一, 它的建立是这方面实验研究工作的重要条件。在这篇文章中, 我们将简要地回顾一下我们在 JF10 爆轰驱动高焓激波风洞中在测试工作方面所做的努力, 主要涉及与再入条件相关的气动力、辐射与电离、组分诊断以及微波散射等测试技术研究进展和取得的部分结果。

1 试验气流

中科院力学所的 JF-10 爆轰驱动激波风洞是新型的暂冲式高焓风洞。它利用爆轰波产生的高温、高压气体作为驱动气体, 建立高总焓及高驻室压力的气流状态, 用来开展飞行器再入大气层时的真实气体效应及相关课题的实验研究。风洞主要模拟 45km - 60km 高空、飞行器速度 4km/s - 6km/s 的再入环境。相关典型试验气流状态, 如表 1 所示。



图1 高焓激波风洞实验现场全景

Fig. 1 View of high-enthalpy detonation-driven shock tunnel

表1 自由流参数表

Table 1 Parameters of free-stream

物理量	状态1	状态2
总温 T_0 (K)	7920	6000
总焓 H_0 (MJ/kg)	15.5	10.6
总压 P_0 (MPa)	19.6	20
喉道 d^* (mm)	11	11
喷管出口直径 d (mm)	500	500
皮托压力 P_t (Pascal)	15000	12500
静压 P_∞ (Pascal)	92	115
密度 ρ_∞ (kg/m ³)	0.00065	0.00103
速度 V_∞ (m/s)	4930	4000
温度 T_∞ (K)	440	340
马赫数 (M_∞)	10.9	11.0

* 收稿日期: 2008-05-31; 修订日期: 2009-02-17.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(10762170, 10472125).

作者简介: 林贞彬(1943-), 男, 研究员, 博士生导师, 长期从事物理力学高温气体动力学与高超声速复杂流动的研究。

2 气动力对比试验

我们研制了一种自由型的三分量瞬态气动力天平,它可以在水平面上自由平移和转动,摩擦力可以略去,三个加速度计精确测量加速度数值。所有的加速度计在垂直方向的灵敏度比水平方向低两个量级,从而排除活动面振动对测量的干扰。图2给出天平结构示意图及加速度计在水平面上的方向。图3对比了气动力信号与P5信号,可以看出气动力信号对P5的跟随性很好。测试系统响应时间在0.5毫秒以下,压力平坦时间约8毫秒。图4、图5分别给出用不同的工作介质(空气与纯氮)对俯仰力矩系数M与轴向力系数C_f的影响(其中 $M = F_L / (0.5\rho u^2 SL)$, $C_f = F_L / (0.5\rho u^2 S)$, F_L为轴向力,ρ、u为气流密度和速度,S为天平底部面积,L为天平长度),横坐标是攻角(度)。这里力矩数值是相对于模型重心而言的,它对于压心位置变化敏感。气体介质虽然不同,试验状态的总焓与总压参数是相同的,这两种试验条件的主要区别在于气体的化学反应速率不同。测量结果表明在该风洞参数范围内真实气体效应对气动力已有可观测到的影响。

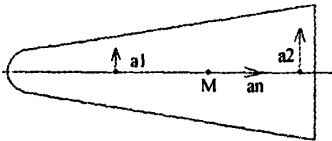


图2 整体自由型天平原理图
Fig.2 Sketch of one-degree freedom balance

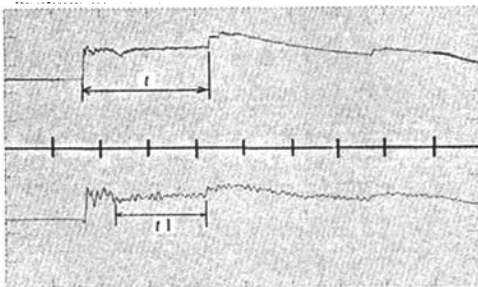


图3 典型气动力信号(上)与P5信号(下)的比较
Fig.3 Comparison of typical balance dynamic signal(above) and the pressure signal at stagnation point of the tunnel(below)

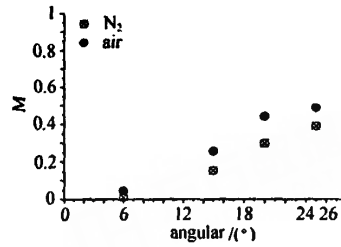


图4 钝锥俯仰力矩系数的比较
Fig.4 Pitch moment comparison of blunt-cone body

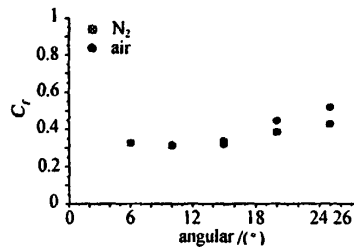


图5 钝锥轴向力系数的比较
Fig.5 Axial moment comparison of blunt-cone body

3 再入红外辐射实验

我们采用铽化钕一维阵列作为红外测量的探测器,测量装置可以同时测量十个空间位置上的辐射,并具有较高的空间分辨率。测量的波长范围是2.27μm-6.0μm。探测器需要在液氮提供的77K条件下工作。我们对红外辐射探测技术所做的努力,主要是使之适合于爆轰驱动高焓激波风洞的实验环境,为此解决了一系列特殊的关键技术问题,其中包括:避免喷管喉道的高温气流区域的红外辐射进入探测系统,躲过气流非均匀区可能的影响,不使风洞本体震动对光路造成干扰等等。图6给出实验安排及其光路示意图。

在此基础上我们测量了不同钝锥周围流场的红外辐射分布剖面。图7、图8给出钝锥模型不同位置上的红外辐射分布的典型剖面。

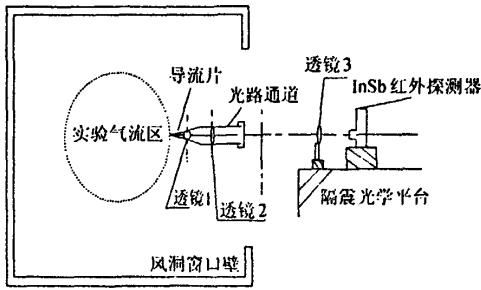


图6 红外辐射测量的实验布局

Fig.6 Configuration of infrared radiation measurement

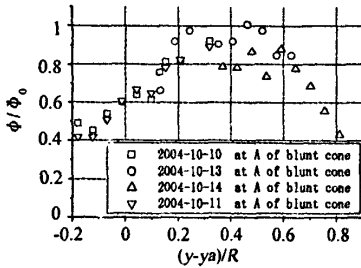


图7 钝头体头部激波层中红外辐射典型剖面

Fig.7 Infrared radiation intensity distribution in the head section of blunt body

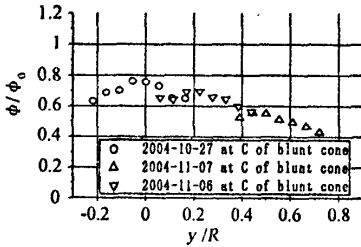


图8 钝头体近尾流中红外辐射典型剖面

Fig.8 Infrared radiation intensity distribution in the wake section of blunt body

4 电离特性探测

我们用电离探针在该风洞中获得了钝锥表面和尾流电子浓度的数据。图9给出实验安排的示意图，图10给出在同一炮测量中不同探针信号的比较，一致性较好。图11给出金属钝锥尾流中无量纲电子浓度典型的分布。

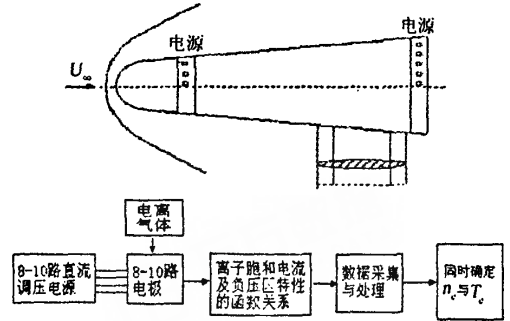


图9 电子密度测量实验方法示意图

Fig.9 Sketch of method for the electron density measurement

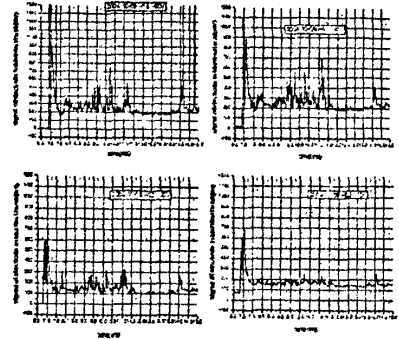


图10 同一实验测量中不同探针信号

Fig.10 Different probe signals of the same experiment

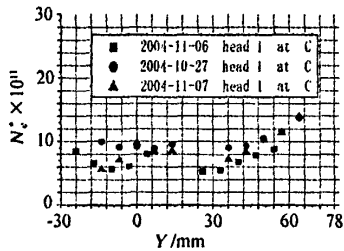


图11 金属钝锥尾流中无量纲电子浓度典型的分布

Fig.11 Typical dimensionless electron density distribution in the wake section of metal blunt - cone body

我们还在该风洞中开展了 RCS(电磁波雷达散射截面)可行性的探索试验。

我们的做法是：在该风洞试验段，建立起高焓流动与微波束相互适配的交叉通道。沿着风洞中轴的是高焓流动通道，参数达到4km-6km，模拟40km-65km高空的再入条件，产生相应的高温气体绕流

及其等离子体;与气流以特定角度交叉的是微波通道,发射空间均匀的 30GHz-40GHz 可变频率的微波波束,散射、透射并测量微波信号。依照不同的具体试验安排,从三维气动模型散射回来的微波,其测量结果用于研究 RCS,而经过二维的空间均匀的流场透射过去的微波,其测量结果今后用于研究高温气体等离子体的物性。

为此我们首先致力于在有限的试验段空间建立微波暗室,从暗室中排除非微波测量所需要的一切金属部件,并探讨相关的各种技术问题及其解决方法,包括:暗室微波材料的烧蚀问题、真空密封问题、在真空密封条件下透波材料窗口的微小变形对测量的干扰问题、避免爆轰风洞运行振动的干扰问题、以及采用悬挂方法安置气动模型的问题等等。图 12、13 分别是实验安排示意图及现场照片。

在这一基础上,我们开展了风洞实验,对铝制标定球模型,在状态 2 的条件下,获得的结果初步说明这种方案是可行的。取 8ms 时间段内的数据作为动态测量数据,图 14 给出相应的测量结果。

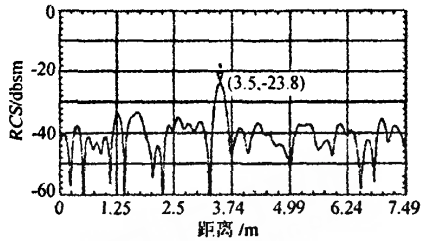


图 14 -25dbsm 标准球动态测量一维像
Fig. 14 One-dimensional dynamic RCS of the standard sphere(-25dbsm)

5 组分的诊断与显示

我们在平面激光荧光技术方面也做了一些工作。为了最终使之与高焓风洞相结合,我们采取一系列方法以解决遇到的关键技术问题,如:短暂的激光窄脉冲与瞬态运行的脉冲风洞间的同步控制,避免爆轰时的振动对测试系统的影响,在不减少荧光强度的前提下有效避免激光散射光的干扰,较长距离传输并保持激光束品质,激光谱线与组分谱线重叠程度的在线标定等等。这工作目前还未开展正式的高焓风洞试验,但已在模拟脉冲式风洞的小型装置中获取 NO 显示图像。图 15 给出我们的平面激光荧光测试系统由各部分结合而成的示意图。图 16 给出超快速光电倍增管测得的激光与荧光间的时间关系(图中下半部分曲线),图中可以看到激光只持续 10 纳秒后消失,荧光呈指数下降可存在 250 纳秒以上,我们正是利用这点时间差实现荧光信号与激光散射光信号的分离。图

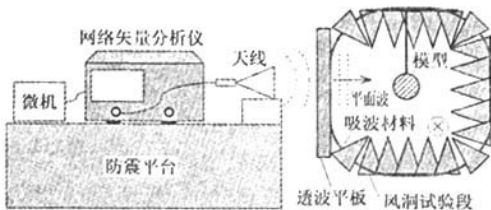


图 12 微波测量试验安排图
Fig. 12 Sketch of the microwave method test

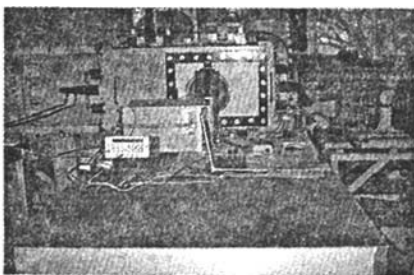


图 13 试验现场照片
Fig. 13 Map of the field experimentation

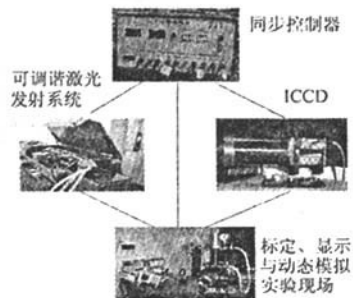


图 15 平面激光荧光测试系统的组成
Fig. 15 The constitution of PLIF test system

17 给出 NO 组分浓度对荧光强度的标定结果。图 18 给出典型的平面激光荧光图像显示照片,这一实验是

显示马赫数3的气流中小钝头锥体头部脱体激波后的激波层中的偏轴平面内的密度分布,气流从左方流进,激光平面上从下向上照射,光面与模型轴线平行,但在轴线前方。

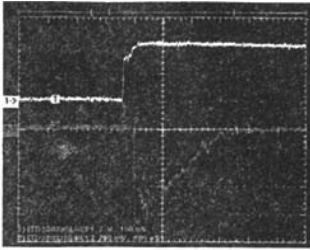


图16 超快速光电倍增管测到的激光与荧光的时间关系
Fig. 16 Laser and fluorescence intensity vs. time by the measurement of quick-response photomultiplier

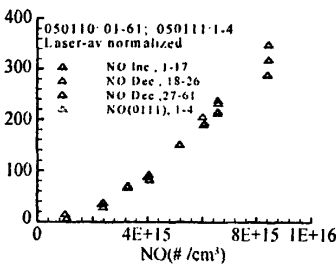


图17 NO组分浓度对荧光强度的标定结果
Fig. 17 Calibration of NO concentration vs. fluorescence intensity

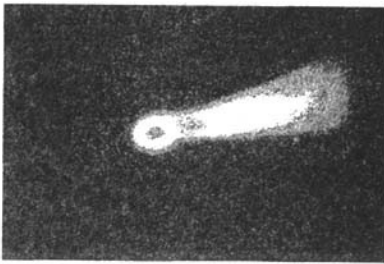


图18 典型的平面激光荧光图像显示照片
Fig. 18 Typical image of PLIF test

6 展望

从以上叙述可以看到,虽然该风洞提供使用的时间还不长,我们在该风洞上所作的探索还很有限,但是该风洞在模拟再入过程的气动热、气动力以及气动

物理方面的能力已经开始显现出来。这些年在与国防科大合作中,通过数值计算重建高焓流动过程,探讨平衡/非平衡机理,在此基础上我们还研究了再入过程地面模拟实验的模拟准则。研究结果证实 $\rho_{\infty}L$ 的模拟准则在实际中具有相当广阔的适用范围,它适合于外形变化范围广泛的很大一类飞行器。希望今后能有适当的工作条件继续把上述测试与计算工作做得更加深入。可精确调谐的平面激光荧光技术可以用于显示乃至定量确定组分的空间分布与温度场,它所研究的化学对象有其可供选择的种类。本来我们还指望把它用于斜激波后温度速度均匀区中,用空间组分分布的梯度,代替时间变化率的测量,以获取高温化学动力学常数。如果能够做好这些工作,再加上预加热模型的瞬态烧蚀技术,从爆轰驱动激波风洞有可能获得相当完备的被测量的物理量的组合,为人们更深入地了解再入过程的机理作出贡献。

7 致谢

我们的研究工作长期以来得到俞鸿儒院士的大力的支持,现正值俞鸿儒院士八十诞辰之际,在此我们特以此文章表达由衷的祝贺和感谢。在多年的工作过程中,我们还得到竺乃宜研究员、张志成研究员、瞿章华教授、葛学真研究员、苗俊刚教授的密切配合,均在此表示真诚的谢意,他们宝贵的学术见解对我们的工作进展是十分重要的。

参考文献:

- [1] 林贞彬,葛学真,余西龙,竺乃宜,姜乃波,杨乾锁,郭大华. 高焓激波风洞自由流一氧化氮含量的诊断[J]. 力学学报, 2001, 33(1): 28-35.
- [2] 林贞彬,郭大华,竺乃宜,葛学真,余西龙,杨乾锁. JF-10 氢氧爆轰驱动激波风洞自由流的测量和诊断技术[J]. 流体力学实验与测量, 2000, 14(3): 12-17.
- [3] 杭建,林贞彬,郭大华,林建民,曾明,黄德,葛学真. 高焓风洞中钝体近尾流红外特性的测试技术[J]. 实验流体力学, 2005, 19(4): 69-73.
- [4] 林贞彬,黄德,杭建,林建民,郭大华,曾明,葛学真. 高超声速钝锥流场红外辐射实验研究[J]. 力学学报, 2006, 38(4): 446-451.
- [5] 高冰,杭建,林贞彬,郭大华,林建民. 高温真实气体效应中催化效应对气动热影响的实验探索[J]. 流体力学实验与测量, 2004, 18(2): 55-58.
- [6] 郭大华,高冰,林贞彬. 高焓风洞瞬态天平测试技术探索

[J]. 流体力学实验与测量,2003,17(1):68-72.

已获得发明专利授权二十年,专利号:00114710.2,(2003.

[7]发明专利一项:林贞彬,郭大华,自由型瞬态气动力天平,

1.14-2023.1.14).

Progress of measurements in high – enthalpy detonation – driven shock tunnel

LIN Zhen – bin¹, LIAO Guang¹, LIN Jian – min¹, GUO Da – hua¹, ZENG Min², MENG Ze – jia¹, LI Wei – dong¹

(1. Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, CAS, No. 15 Beisihuanxi Road, Beijing, 100190, China;

2. School of Astronautical and Material engineering, National University of Defense technology, Changsha, 410073, China)

Abstract: Progress of laboratory research work held in high – enthalpy detonation – driven shock tunnel is reported in this paper. Two general test conditions corresponded to approximately 5km/s and 4km/s flight velocity are conducted. Techniques of measures such as aerodynamic force, heat flux, infrared radiation, ionization properties and chemical constitution are discussed; some typical results are referred too.

Keywords: high – enthalpy shock tunnel; detonation – driven; reentry; real gas effects; hypersonic flow